文章编号: 1671-4598(2011)03-0583-03　　中图分类号: TP249　　文献标识码: A

四轴飞行器姿态控制系统设计

刘　峰, 吕　强, 王国胜, 王东来
(装甲兵工程学院 控制工程系, 北京　100072)

摘要: 四轴飞行器具有不稳定、非线性、强耦合等特性, 姿态控制是四轴飞行器飞行控制系统的核心; 通过分析四轴飞行器的飞行原理, 根据其数学模型和系统的功能要求, 设计了四轴飞行器的姿态控制系统; 该系统采用 stm32 系列 32 位处理器作为主控制器, 使用 ADIS16355 惯性测量单元等传感器用于姿态信息检测; 系统基于模块化设计的思想, 各传感器都使用数字接口进行数据交换, 结构简单; 使用 PID 控制算法进行姿态角的闭环控制, 实验结果表明, 飞行器能较好的稳定在实验平台上, 系统满足四轴飞行器室内飞行姿态控制的要求。

关键词: 四轴飞行器; 姿态控制; STM32

Design of Attitude Control System for Quadrotor

Liu Feng, Lv Qiang, Wang Guosheng, Wang Donglai
(Department of Control Engineering, Academy of Armored Force Engineering, Beijing　100072, China)

Abstract: Quadrotor is a complex system with instability, nonlinear and high coupling. The attitude control system is the key of quadrotor. The flight theory of quadrotor is analyzed firstly. Based on the mathematical model and flight control requirement, the attitude control system of quadrotor is proposed. A 32 bits microprocessor of STM32 series is used as the main processor. The ADIS16355 initial measurement unit and other sensors are used for attitude information detection. Based on the modularized design method, all the sensors possess of digital interfaces, which are simple and easy to communicate with the main processor. The PID control method was used for attitude controlling. The test results show that the quadrotor is flying stable on the test bed and the system is capable of indoor attitude controlling.

Key words: quadrotor; attitude control; STM32

0　引言

四轴飞行器是一种具有 4 个对称旋翼的直升机, 具有垂直起降、结构简单、操纵方便及机动灵活等优点。传感器技术和控制理论的不断发展, 尤其是微电子和微机械技术的逐步成熟, 使四轴飞行器的自主飞行控制得以实现, 并成为国际上的研究热点。很多学者和研究机构通过对四轴飞行器进行动力学和运动学分析, 建立了系统的数学模型, 提出了各种控制算法, 并设计了飞行控制系统进行验证[1-4]。文献 [2] 采用 Atmega128 作为主控芯片, 使用了气压传感器, 红外传感器, 三轴加速度计, 两轴陀螺, 三轴磁力计等传感器。文献 [3] 采用 Geode1200 处理器用于轨迹跟踪、壁障等高级控制, 使用 DSP30F6014A 用于姿态、高度以及位置控制, 使用的传感器有 3DM - GX1 惯性测量模块, SRF10 超声波传感器, CCD 传感器等。

意法半导体公司的 STM32 系列单片机是标准的 32 位微处理器, 具有高性能、高性价比、外设丰富和低功耗等优点。本文基于 STM32F103VB 微处理器, 采用 ADIS166355 惯性测量模块等传感器, 搭建了四轴飞行器姿态控制系统。

1　四轴飞行器结构与飞行原理

四轴飞行器的结构如图 1 所示, 其 4 个旋翼分别安装于对称十字架结构的 4 个顶点, 分为前后和左右两组。两组旋翼的旋转方向相反, 可以抵消反扭力矩。其螺旋桨具有固定桨距, 飞行过程中只需改变四个旋翼的转速即可实现各种复杂运动。

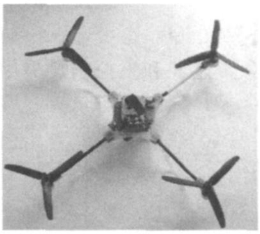

图 1　X500- D 四旋翼飞行器

四轴飞行器的飞行原理如图 2 所示, 当 4 个旋翼的转速相等且所产生的升力之和等于直升机自身重力时, 直升机处于悬停状态; 在悬停的基础上, 直升机的任意一组旋翼转速等量增大或减小而另一组旋翼转速不变时, 直升机将产生偏航运动; 同时等量增大或减小 4 个旋翼转速时, 直升机将向上或向下运动; 当其中一个旋翼转速增大或减小, 对角线上旋翼转速等量的减小或增大时, 直升机将向旋翼转速减小的一侧倾斜, 产生俯仰运动或者滚转运动。

2　姿态控制系统功能与总体设计

2.1　姿态控制系统功能

四轴飞行器是一个具有 6 个自由度和 4 个输入的欠驱动系统, 具有不稳定和强耦合等特点, 除了受自身机械结构和旋翼空气动力学影响外, 也很容易受到外界的干扰。无人机的姿态最终通过调节 4 个电机的转速进行调整, 飞行控制系统通过各传感器获得无人机的姿态信息, 经过一定的控制算法解算出 4

收稿日期: 2010-07-05;　修回日期: 2010-08-15。

作者简介: 刘　峰(1987-), 男, 江西吉安人, 在读硕士研究生, 主要从事无人机控制技术方向的研究。

吕　强(1963-), 男, 博士生导师, 主要从事机器人控制技术方向的研究。

中华测控网
chinamca.com
© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

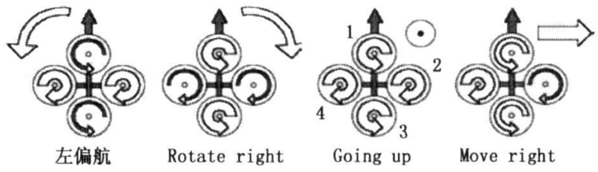

图2 四轴飞行器飞行原理[3]

个电机的转速，通过 I^2C 接口发送给电机调速器（简称电调），调整4个电机的转速，以实现对其姿态的控制。

姿态控制是整个飞行控制的基础，根据姿态控制子系统的数学模型[4]，姿态控制系统需要检测的状态有：无人机在机体坐标系下3个轴向的角速度、角度和相对地面的高度。飞控系统担负着传感器信息采集、控制算法解算及通信等各种任务，是整个无人机的核心，其主要功能有：

(1) 主控制器能快速获得各传感器的数据，并对数据进行处理；

(2) 传感器实时检测无人机的状态，包括姿态、位置、速度等信息；

(3) 主控制器能与PC机进行数据交换；

(4) 系统能进行无线数据传输。

2.2 姿态控制系统总体设计

根据四轴飞行器实际的飞行需求，飞行控制系统一般包含主控制器、各传感器模块，通信模块和电源模块等。本文重点从姿态控制的角度考虑，设计的系统包括主控制器、惯性测量单元、高度传感器、无线数传模块以及电源模块。其中主控制器采集各传感器的信息，通过控制算法求解出4个电机的转速，通过 I^2C 接口发送给电调；惯性测量单元检测无人机3个轴向的角速度和加速度；高度传感器检测无人机的高度；无线数传模块用于传送控制指令，也可以在调试时用于传输传感器数据；电源模块为各传感器和主控制器提供电源。四轴飞行器的姿态控制系统总体设计如图3所示。

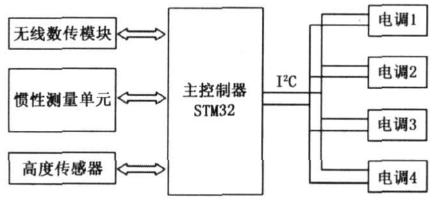

图3 姿态控制系统总体设计

3 系统硬件设计

根据姿态控制系统的总体设计，在满足系统要求的基础上，通过分析对比各传感器的特性，确定系统的硬件结构如图4所示。姿态控制系统的电路原理如图5所示。

3.1 主控制器

系统采用意法半导体公司的32位微处理器STM32F103VB作为主控制器，它是专门为微控制系统、工业控制系统和无线网络等对功耗和成本敏感的嵌入式应用领域而设计的[5]。STM32F103VB是一款基于ARMv7-M体系结构的32位标准处理器，具有1.25DMIPS/MHz的处理能力；拥有USB、USART、SPI、I^2C 等共9个外设接口。由图5可以知，STM32F103VB的外围电路仅需要外部晶振和少数电容即可，内部自带的USB接口便于调试和程序下载。主控制器通过1个SPI与惯性测量单元连接，1个USART与高度传感器连接，1个 I^2C 与四个电调连接，1个数字I/O接口与无线数传模块连接。

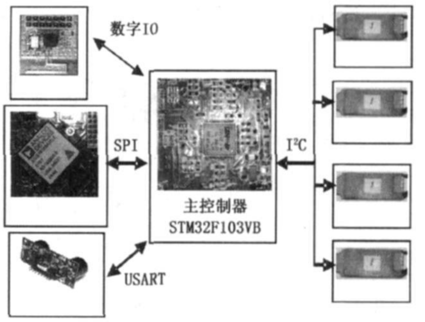

图4 姿态控制系统硬件结构

3.2 惯性测量单元（IMU）

四轴飞行器具有6个自由度，需要测量3个轴向的旋转角速度和加速度。目前市场上可获得的惯性传感器主要有日本村田公司的ENC03、ADI公司的ADXL系列等，可通过组合分立器件进行3个轴向的测量，但需要软件上进行校准和温度补偿等。

系统采用ADI公司的三轴惯性测量传感器ADIS16355，它是一个完整的三轴陀螺和三轴加速度计组成的惯性感应系统，其内核采用iMEMS 传感器技术，内置嵌入式处理器用于校准和调谐，通过SPI数字接口输出数据。ADIS16355具有以下特点：

(1) 14位分辨率；

(2) 350Hz的带宽；

(3) 灵敏度校准和三轴正交校准，并在-40~85℃温度范围内，对温漂进行补偿。

3.3 高度传感器

高度传感器用于测量无人机离地面的高度，一般有红外测距和超声波测距两种方式。表1对3种传感器的特点进行了对比。

表1 高度传感器对比分析

	GP2Y0A02YK	SRF02	URM37
测距方式	红外	超声波	超声波
最大探测距离	1.5 m	6 m	5 m
最小探测距离	20 cm	15 cm	4 cm
分辨率	小于1 mm	1 cm	1 cm
带宽	0- - 25Hz	0- - 40Hz	0- - 40Hz
尺寸mm	40×19×21	24×20×17	51×22×17

由表1可知，红外测距传感器的最大测量距离较小，四轴飞行器达到一定高度后红外测距传感器将会失效。超声波传感器的量程较大，但因其需要发送和接收超声波，最小测量距离受到限制。SRF02超声波传感器通过单个探头进行收发，尺寸较小，但其最小测量距离为15cm，不适合直升机在近地面飞行、起飞和降落过程中使用。系统采用了URM37V3.2超声波测距传感器，它具有两个探头，分别用于发送和接受超声波，最小测量距离和测量时间相比SRF02都得到很大改善。其测量范围为4~500cm，分辨率为1cm，适合四轴飞行器室内飞行使用。该传感器使用5V电压供电，工作电流小于

中华测控网
chinamca.com
© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

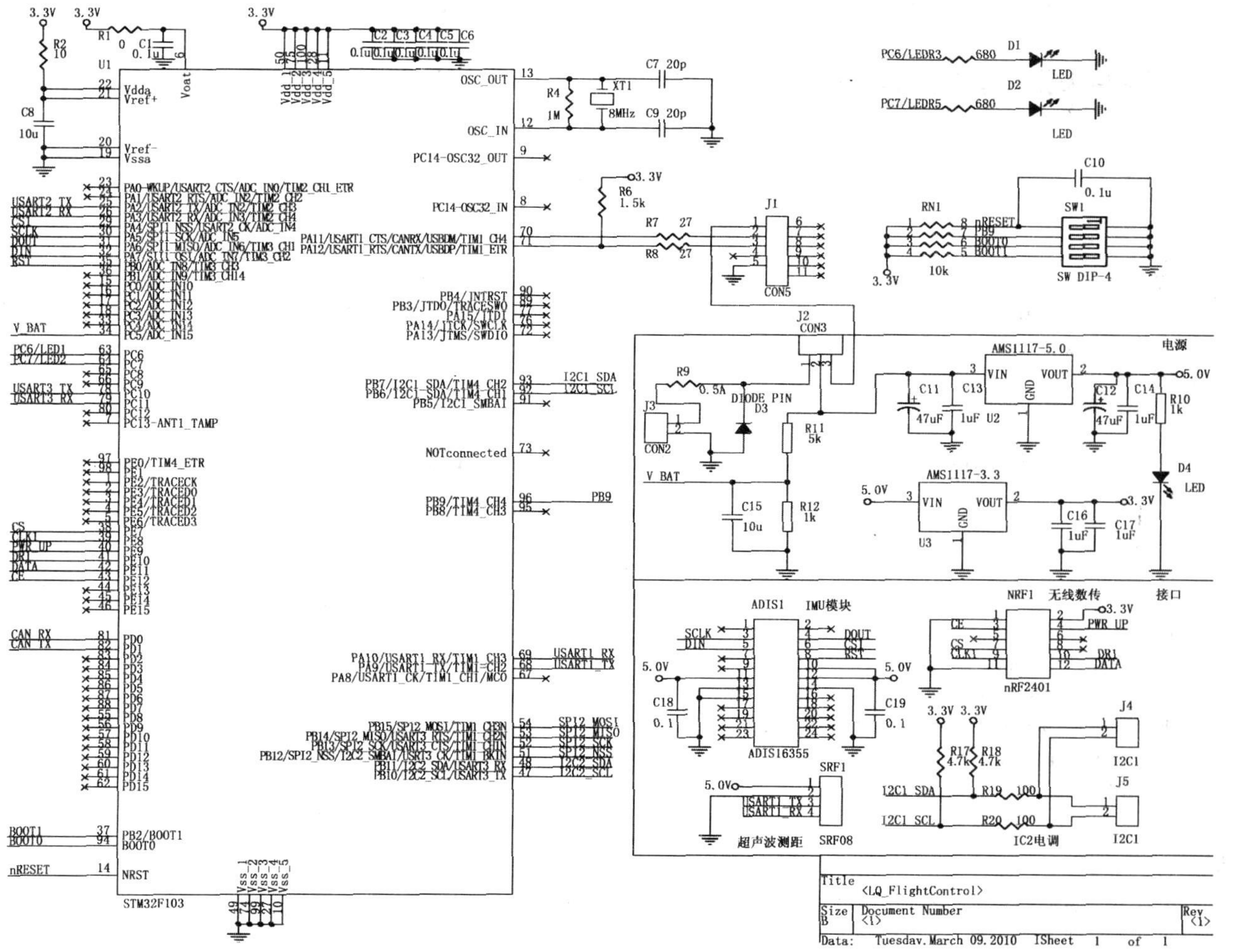

图 5　姿态控制系统电路原理图

20mA，使用串口和主控制器进行通信。

3.4　无线数传模块

无线数传模块用于接收地面控制台的指令，同时也用于调试过程中向 PC 机传送传感器数据。本文采用 nRF2401 射频模块，它工作于 2.4GHz ISM 频段，输出功率和通信频道可通过程序进行配置。该模块功耗非常低，以 -5dBm 的功率发射时工作电流只有 10.5mA，接收时工作电流只有 18mA，外形尺寸也非常小。实际使用时其无线传输距离可达 30m，最大传输速率可达 1000kbps。

3.5　电源模块

电源模块主要为主控制器和各传感器供电，锂电池提供的 11.1V 电源经 ASM1117-5 转换为 5V，再经过 ASM1117-3.3 转换为 3.3V。其中 5V 为 IMU 和高度传感器提供电源，3.3V 为主控制器和无线数传模块提供电源。电源模块的电路设计参见图 5 中的电源部分。其中 V_BAT 信号接 STM32F103VB 的 AD 转换输入，用于监测电池电压；D2 是用于电源指示的 LED。

4　系统软件设计

四轴飞行器姿态控制系统的软件设计流程如图 6 所示，系统上电以后首先对时钟和端口进行初始化，接着对各传感器访问一次判断各传感器是否能正常工作，若有传感器故障，通过

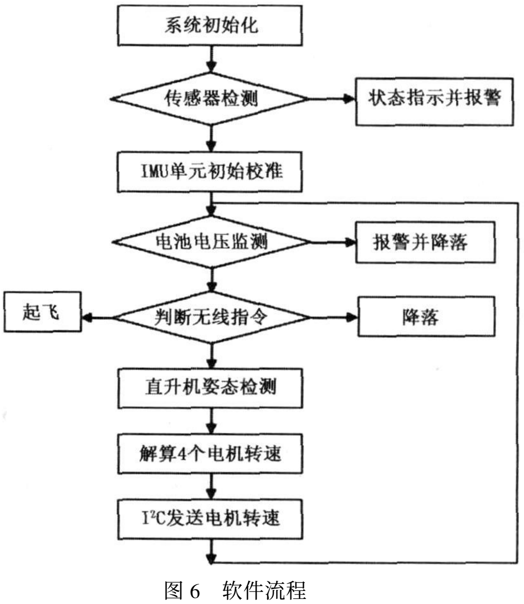

图 6　软件流程

状态指示灯和蜂鸣器报警。然后对 IMU 进行初始校准，校准完毕后判断无线数传模块接收的指令，根据指令选择相应的控

(下转第 616 页)

中华测控网
chinamca.com

© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

4 结果分析

通过滤波，二值化，形态学处理，最后按照新提出来的行扫描方式，对样本空间为 200 帧的采集图像进行实时处理识别，经统计，正确识别 183 帧，准确率达到 91.5%；误判 9 帧，误判率为 4.5%；漏判 8 帧，漏判率为 4%。证明本方法可行，能很好地消除各种干扰，具有良好的鲁棒性，很好地解决了铆点正确识别问题。

参考文献:

[1] 杨润泽. 基于图像处理技术的炮弹定位系统 [J]. 仪器仪表学报, 2006, 27 (6): 2277-2278.

[2] 罗　钧. 基于机器视觉的二维小尺寸精密测量系统 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (1): 11-13.

[3] Linda G. Shapiro, George C. Stockman. 计算机视觉 [M]. 北京: 机械工业出版, 2005.

[4] Theo Pavilidis. Algorithms for Graphics and Image Processing [M]. Computer Science, 1982.

[5] 刘曙光. 机器视觉及其应用 [J]. 机械制造, 2000, 38 (431): 20-22.

[6] 刘立峰. 基于自适应 Volterra 的高斯噪声图像滤波算法 [J]. 光电子·激光, 2009, (12): 1664-1666.

[7] Otsu N. A threshold selection method from gray-level histograms [J]. IEEE Transactions on System Man and Cybernetic, 1979, 9 (1): 62-66.

[8] 孙光灵, 周庆松, 方传刚. 基于最小类内方差的快速阈值分割算法 [J]. 安徽理工大学学报 (自然科学版), 2005, 25: 39.

[9] 何庆元, 韩传久. 基于粒子群算法的 Otsu 法图像阈值分割 [J]. 桂林科技大学学报, 2006, 26 (5): 355-358.

[10] 崔　屹. 图像处理与分析——数学形态学方法及应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2000.

[11] 张黄群. 形态学图像去噪结构元素选取原则 [J]. 数据采集与处理, 2008, (9): 81-83.

(上接第 585 页)

制算法计算出 4 个电机转速，通过 I^2C 端口发送给电调，然后重新回到判断指令。此外，在控制周期中加入电池电压检测，飞行过程中若电池电压过低，则进行报警并强制无人机降落。

5 实验结果与分析

设置 ADIS16355 的陀螺测量范围为±300°/s。采样频率为 891.2Hz。飞行器静止时，x 轴角速度和加速度信号如图 7~8 所示。x 轴角速度和加速度原始信号中包含很多噪声，原始信号的角速度波动范围约为±2°/s，加速度波动范围约为±0.02g。经过均值滤波后，角速度波动范围约为±1°/s，加速度波动范围约为±0.01 g，性能得到明显改善。

使用 PID 控制算法对 3 个姿态角进行控制，飞行器能够在实验平台上保持平衡，姿态角的控制精度为 3~5°。

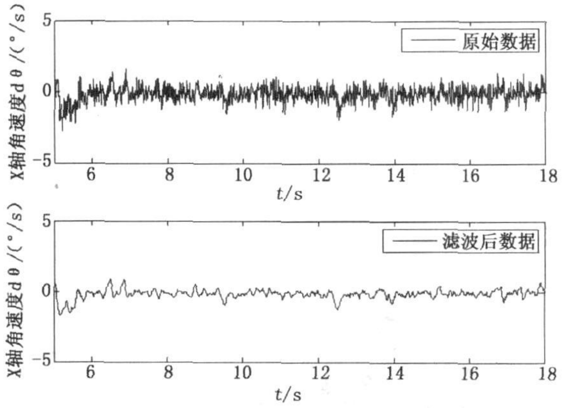

图 7　x 轴滤波前后角速度对比

6 结语

本文根据四轴飞行器姿态控制系统的数学模型，对姿态控制系统的功能要求进行了分析，提出了系统的总体设计方案，并分别对系统的硬件和软件进行了设计。以 STM32 微处理器

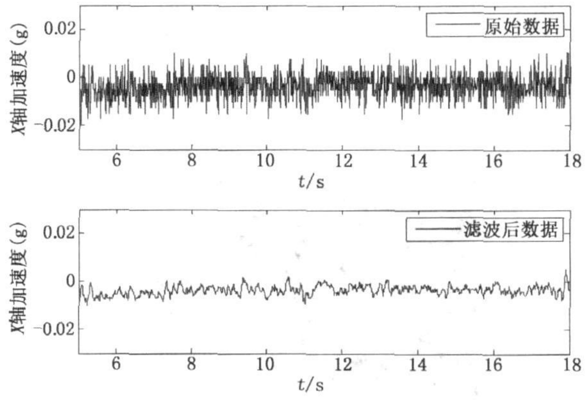

图 8　x 轴滤波前后加速度对比

为主控制器，通过比较分析各传感器的特点，选取的传感器有 ADIS16355 惯性测量单元、URM37V3.2 超声波传感器以及 nRF2401 射频模块。各传感器均使用数字接口，结构简单，使用方便。实验结果表明，系统满足四轴飞行器室内飞行姿态控制的要求。

参考文献:

[1] 杨明志, 王　敏. 四旋翼微型飞行器控制系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2008, (4): 1671-4598.

[2] Menno Wierema B. Sc. Design, implementation and flight test of indoor navigation and control system for a quadrotor UAV [D]. Delft University of Technology, 2008.

[3] Samir Bouabdallah. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying [D]. Lausanne EPFL, Switzerland, 2007.

[4] 王东来, 吕　强, 王珂珂. 基于神经网络的小型四旋翼无人机姿态控制 [C]. 上海: 2009 年全国博士研究生论坛, 2009.

[5] 李　宁. 基于 MDK 的 stm32 处理器开发应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008.

中华测控网
chinamca.com

© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net